No. 2

Boeing 737-204, HP-1205CMP, accident at
Cerca de Tucutí, Darién, Panama, on 6 June 1992.
Report released by the Directorate of Civil Aviation, Panama.

1. INFORMACION DE LOS HECHOS

1.1. Historia del Vuelo

El 6 de junio de 1992, alrededor de las 0200 UTC, el Vuelo de COPA 201, HP-1205 CMP, un Boeing 737-204 Avanzado, operando un vuelo de itinerario de pasajeros sin escalas del Aeropuerto Internacional de Tocumen, República de Panamá, a Cali, República de Colombia, experimentó una perdida de control la cual resultó en falla estructural en vuelo, y se estrelló en la selva del Darién a unas 100 millas náuticas(m.n.) al sureste de la Ciudad de Panamá. A bordo de la aeronave se encontraban 2 pilotos, 5 sobrecargos, y 40 pasajeros, todos los ocupantes resultaron fatalmente heridos.

El vuelo 201 partió de la pista 21L en el Aeropuerto Internacional de Tocumen a la 01:36 UTC. La primera parte de la ruta del vuelo fue el radial de 149 grados desde el VOR de Taboga. Posterior al despegue, la tripulación de vuelo hizo contacto inicial con Panamá Centro a las 01:37 UTC y solicitó un rumbo de 120° grados a fin de rodear un área extensa de mal tiempo situada en el Golfo de Panamá.
Poco después, la tripulación de vuelo solicitó una desviación a la izquierda a 090° grados y el controlador aprobó la solicitud.

El plan de vuelo indicaba una altitud solicitada de nivel de vuelo 270, sin embargo, el FL 270 no estaba disponible debido a que otra aeronave con rumbo sureste volaba a esa altitud. El controlador informó a la tripulación que tanto FL 250 como FL 290 se encontraban disponibles. La tripulación eligió ascender a una altitud en ruta de FL 250.

A las 01:45, 9 minutos después del despegue, la tripulación de vuelo informó al controlador su deseo de interceptar la aerovía (A321) y el controlador aprobó su solicitud.

A las 01:46, la tripulación le solicitó al controlador información adicional sobre las condiciones climatológicas a lo largo de su ruta de vuelo. El controlador les informó que el mal tiempo se encontraba intenso de 30 a 50 millas de su posición de radar, y que de 50 a 60 millas de su antena de radar, aparecía disperso. También les explico que no podía disponer de información climatológicas más allá de 60 millas, ya que, más allá de dicha distancia, la antena de radar sólo podía mostrar blancos secundarios (señales de respondedor de aeronaves) de radar.

A las 01:48, la tripulación de vuelo reportó estar nivelado a FL 250; ésta fue la última transmisión conocida recibida por el controlador del vuelo CMP 201.

Oficiales de operaciones de COPA reportaron que la persona que hizo las transmisiones de radio en la frecuencia de la compañía era el capitán, lo cual, por prácticas de la compañía, indica que el primer oficial piloteaba la aeronave.

A las 01:57, el controlador transmitió al CMP 201 que había perdido contacto de radar, el controlador hizo varios intentos fallidos por contactar al vuelo, pero no recibió respuesta alguna. El controlador también solicitó a otro vuelo (Arrow Air) que intentara hacer contacto con el CMP 201. La tripulación de vuelo de Arrow Air no tuvo éxito en contactar al CMP 201. El controlador también hizo contacto telefónico con el controlador en Colombia responsable por el espacio aéreo norte de Colombia y le solicitó que intentara hacer contacto con el vuelo.
Ese esfuerzo tampoco tuvo éxito. Poco después se inició un esfuerzo de Búsqueda y Rescate para localizar la aeronave. Los restos de la aeronave fueron localizados a la mañana siguiente; no hubo supervivientes.

El accidente ocurrió durante las horas de oscuridad. Testigos cercanos a la escena observaron objetos flameantes cayendo del cielo alrededor de la hora del accidente. No escucharon sonidos asociados a sus observaciones. Reportaron que el cielo estaba claro, sin señales de lluvia o tormentas eléctricas. Los restos principales, incluyendo la sección de la cabina de mando y la de pasajeros, fueron localizados en una posición de 7 grados 54 minutos 42 segundos Norte, 78 grados 1 minuto 18 segundos Oeste.

1.2 Lesiones a Personas:

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total
Leves/Ninguna	0	0	0
Graves	0	0	0
Mortales	7	40	47

1.3 Daños Sufridos a la Aeronave.

La Aeronave se destruyó totalmente.

1.4 Otro Daños:

Solamente árboles y vegetación fue destruida por el choque y fuego de la sección central.

1.5 Información sobre el Personal:

El piloto al mando de 55 años de edad, era portador de una Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea de avión, con Habilitación en Mono-Multimotor Terrestre, DC-3/AVRO 748; CV240; 340; 440; B737; B727. Tenía su Certificado Médico vigente hasta el 31 de octubre de 1992, con limitaciones. El capitán recibió su habilitación en Boeing 737 en agosto de 1980, su última proeficiencia en simulador fue el 29 de marzo de 1992. A la fecha del accidente había acumulado 23,750 horas de vuelo, incluyendo aproximadamente 7,000 horas en Boeing 737.

En abril de 1990, se le suspendió los privilegios de su Licencia por haber padecido un infarto del miocardio, en marzo de 1991 se efectúo un Junta Médica en la cual se concede un Certificado Médico de Exención; con disposiciones de efectuarse evaluación cardiovascular cada 6 meses durante la renovación de su Certificado Médico, con un máximo de 45 horas de vuelo al mes y con períodos de descanso de 48 a 72 horas por períodos. En Enero de 1992 se suspendieron las limitaciones de horas de vuelo y se amplió a 12 meses las pruebas de ecocardiograma y ergometría.

El copiloto de 25 años de edad, era portador de una licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea con Habilitación en Mono-Multimotor Terrestre, Copiloto de Boeing 737-200. Su certificado médico vigente hasta octubre de 1992 con la limitación: lentes correctores para la visión cercana y distante permanente. Había acumulado 3,450 horas de vuelo de los cuales aproximadamente 1,600 horas eran en Boeing 737-100-200.

En noviembre de 1985 fue sometido a tratamiento de ejercicios y parches especiales por sensibilidad al vértigo. Posterior a dicho tratamiento no existen evidencias ni registros en los archivos médicos de que hubiera persistido la sensibilidad mencionada.

HORAS DE VUELO DE LA TRIPULACIÓN

PILOTO

24 HRS. ANTES		7 DIAS ANTES		30 DIAS ANTES	
Vlo Hr.	Noc	Vlo Hr	Noc	Vlo. Hr.	Noc
0:0 0:00	0:00	1 3:03	2:00	12 38:91	5:43

60 DIAS ANTES		90 DIAS ANTES	
Vlo. Hr.	Noc	Vlo. Hr.	Noc.
21 98:62	11:25	29 124:56	15:59

COPILOTO

24 HRS. ANTES		7 DIAS ANTES		30 DIAS ANTES	
Vlo Hr.	Noc	Vlo Hr	Noc	Vlo. Hr.	Noc
0:0 0:00	0:00	5 14:95	5:28	17 54:90	18:76

60 DIAS ANTES		90 DIAS ANTES	
Vlo. Hr.	Noc	Vlo. Hr.	Noc.
38 114.71	49:85	55 187.08	71.78

1.6 Información sobre la Aeronave:

La aeronave fabricada en 1980, eran un Boeing, modelo B-737-204 advanced, número de serie 22059, matrícula HP-1205 CMP. La aeronave había acumulado 45,946:47 horas de vuelo y 17,845 ciclos hasta el día 6 de junio de 1992.

En la ciudad de Panamá el avión fue abastecido con 10,000 kilos de combustible de Jet A-1. No había carga manifestada en el vuelo; no había una designación de asientos para los pasajeros, el exceso de equipaje fue cargado en los compartimientos de carga delantero, aunque esto no estaba plasmado en el manifiesto del vuelo. La masa y el centro de gravedad se estima que estaban en su límite en la salida y el momento del accidente y no fue un factor del accidente.

1.7 Información Metereológica:

La observación meteorológica de superficie correspondiente de la 01:55 UTC era la siguiente: viento 320° a 4 nudos, temperatura 28°C, Punto de rocío 28°C, lectura del altímetro 29.79 plg Hg., Techo estimado 8,000 pies. Había

frecuentes descargas eléctricas en las nubes, de nube a nube y de nube a tierra que se observaban con una nube cumulonimbus a 15 millas a sureste del aeropuerto. Los vientos en el nivel 250 (FL250) fueron estimados en los 60° a 20 nudos. El controlador de tráfico aéreo trabajando el CMP 201 reportó que en la pantalla de su radar, la condición metereológica se movía al noroeste.

Residentes cercanos al área del accidente reportaron haber observado una bola de fuego que caía del cielo seguida de pequeñas chispitas de fuego; durante la entrevista a dichos residentes, los mismos informaron que ellos veían estrellas en el cielo que no estaba lloviendo, no recuerdan haber escuchado truenos, ni observado rayos.

1.8 Ayudas para la Navegación:

El Centro de Panamá estaba equipado con un radar ASR-5. El alcance del radar secundario es de 200 millas desde la antena. La antena del radar está localizada en una pequeña isla cerca de la costa de la ciudad de Panamá. El radar no tenía ARTS y no era grabado.

El controlador reportó que él decidió vectorear el vuelo CMP 201 alrededor del lado norte del mal tiempo ya que otros aviones también estaban desviándose hacia el norte. Cuando la tripulación del vuelo del CMP 201 le preguntó a él si todavía estaban en el radar, él les dijo que si. Cuando el piloto solicitó permiso para regresar a la A321, el controlador dijo que le parecía a él que era un poco temprano ya que todavía parecía haber algo de mal tiempo en su pantalla de radar adelante del avión. Afirmó que no es inusual perder contacto con el radar en el área del último retorno de señal del vuelo. Además afirmó que esperó aproximadamente 7 minutos después de observar el último retorno de la señal antes que transmitiera "contacto de radar perdido", a las 01:57.

No hay evidencia de haber confrontado problemas con los equipos terrestres de ayuda a la Navegación.

1.9 Comunicaciones:

No hubo dificultades con los sistemas de comunicaciones mientras la aeronave se mantuvo en frecuencia.

Durante la investigación no se pudo transcribir totalmente la grabación de las comunicaciones entre el Centro de Control Aéreo y la aeronave, debido a que el sistema de grabación trabajaba mal produciendo fuertes ruidos e interferencias.

1.10 Información de Aeródromo:

No aplica.

1.11 Registradores de Vuelo:

1.11.1 **Grabadora de Voz de Cabina**: El avión estaba equipado con una grabadora de voz de cabina Sundstrand Número de Parte 980-6005-050, Número de Serie 5390. La grabadora sufrió solo daños ligeros por el impacto en el accidente y no mostró evidencia de residuo de humo o daños por calor. El examen de la grabadora encontró que la cinta estaba rota y que la última grabación era de un vuelo que había tenido lugar 9 días antes del accidente.

1.11.2 **Grabadora Digital de Información de Vuelo**: El avión estaba equipado con una grabadora de información de vuelo Sundstrand Número de Parte 980-4100 EMXN. La grabadora fue severamente dañada por fuerzas de impacto pero la cinta estaba intacta. La grabación contenía 11 parámetros de datos. (Ver Apéndice A). No había evidencia de residuo de humo o daños por calor. El exámen de la grabación indicó sólo información normal de vuelo hasta cerca de 95 segundos antes de la pérdida de información. En ese momento el avión entró en una leve actitud de ala derecha abajo sin un correspondiente cambio de rumbo. Alrededor del eje longitudinal ("roll"= tonel) a una actitud de aproximadamente 35 grados de ala izquierda abajo, pero de nuevo sin un correspondiente cambio de rumbo. Unos 25 segundos antes de la pérdida de información, "tonelea" a la derecha a 25° de ala derecha abajo. La actitud de inclinación longitudinal cabeceo ("pitch") había disminuído a 15 grados de nariz abajo.

Al final de la grabación, la información indica que el avión tenía una velocidad de 486 nudos, en el rumbo de 356 grados, un pitch de 63 grados de ala derecha abajo. La altitud en el momento de la última información grabada era aproximadamente 9,900 pies sobre el nivel del mar.

1.12 Información de los restos de la aeronave:

Los restos fueron descubiertos por aeronaves de búsqueda en la mañana del 7 de junio de 1992. Los restos fueron encontrados en una selva densamente boscosa de terreno montañoso y accidentado (ver apéndice B). El examen de los restos demostró que el avión se había roto severamente antes del impacto con el terreno. Las porciones más grandes del avión fueron la cabina de pilotos (sección 41), la sección central del ala con porciones del ala derecha e izquierda, los estabilizadores

horizontal y vertical y la parte trasera del fuselaje conteniendo la cocina trasera y el lavatorio.

1.12.1 Sección Central del Ala.

La Sección Central del ala y las partes exteriores de las alas izquierda y derecha hasta poco más allá de los pilones, fueron severamente dañados por el impacto y el fuego posterior al choque. La viga del tren de aterrizaje principal izquierdo fué localizada intacta, aunque dañada por fuego.

El tren de aterrizaje principal derecho fue localizado cerca de la sección central y estaba fuertemente quemado. Los actuadores de ambos trenes de aterrizaje principales indicaban que el tren de aterrizaje estaba retraído en el impacto.

No hubo evidencia de combadura de la estructura de la caja de la sección central del ala. Porciones de los intercambiadores de calor del sistema del acondicionador de aire fueron localizadas a cada lado del sendero de los restos de la sección central. El panel inferior del ala derecha fue encontrado desgarrado de las riostras y de las costillas de la viga. Numerosos remaches fueron cizallados o halados a través.

Las unidades de control de Potencia ("PCU") del alerón izquierdo e interior fueron encontradas separadas del avión y entre sí pero cercanas una a la otra. El mecanismo entero de compensación del alerón fue encontrado intacto pero severamente dañado por el fuego.

La válvula del freno aerodinámico ("spoiler") de tierra fue severamente dañada por fuego. Un actuador de freno aerodinámico fue localizado unido a una sección del ala derecha a cierta distancia de la sección central del ala. El actuador estaba en la posición retraído. La válvula de control del flap de borde de salida y los interruptores fueron localizados y estaban también severamente quemados. Los actuadores de los bordes de salida indicaban que éstos estaban en la posición de retraídos.

1.12.2 Sección exterior de las alas izquierda y derecha.

Las secciones exteriores de las alas fueron encontradas aproximadamente a 300 pies al este de los restos principales. Las separaciones estaban dobladas en dirección hacia arriba (desde la punta de la alas hasta los pilares de los motores) y se encontraron

70 pies aparte. Ninguno de los dispositivos de hipersustentación del borde de ataque fueron encontrados en esta área.

1.12.3 Cabina de Pilotos

La cabina de pilotos consistente en la Sección 41 entera, incluyendo gran parte del compartimiento Electrónico, fue localizada a más o menos 5,000 pies de la sección central. La cabina de pilotos yacía sobre su lado derecho en un rumbo de aproximadamente norte y había sido aplastada alrededor de la mitad de su ancho por las fuerzas de impacto.

El tren de aterrizaje de nariz estaba retraído con las llantas infladas. Faltaban las puertas del tren. No se encontró evidencia de fuego o humo en el área bajo el piso de la cabina de pilotos.

La manija de flaps fue encontrada entre los retenes No. 1 y No.2. El acelerador número 1 estaba acerca de 7/8 de pulgada hacia adelante del retén de marcha lenta ("idle") de vuelo. El acelerador número 2 estaba a 2 pulgadas adelante del acelerador No. 1. Los interruptores de fuego para los motores y Unidad de Potencia Auxiliar A.P.U. ("Auxiliary Power Unit") estaban en la posición normal. El indicador del compensador del estabilizador estaba en 15% de Cuerda Media Aerodinámica, M.A.C. (Mean Aerondynamic Chord) o 6 unidades de compensación y en la banda verde. El interruptor del Piloto automático estaban en la posición "off". La energía de batería de reserva ("stand by") fue encontrada con la guarda arriba y el interruptor en la posición de batería. El interruptor del giroscopio vertical estaba en la posición ambos en VG-1 ("both on VG-1"). El interruptor de la brújula estaba en la posición ambos en brújula 1("both on Com-1"). El altímetro de cabina leía una presión diferencial de 2 PSI libras por pulgada cuadrada y una altitud de cabina de 25,000 pies. Los siguientes disyuntores ("circuit breakers") fueron encontrados disparados/saltados ("tripped"): Radar Meteorológico AC, DME-1, VHF Nav-1, VOR/LOC, Computadora de Información de Aire ("Air Data Computer"), No.1 26 Voltios AC, Alerta de altitud AC, PDCA 115 Voltios AC, HF-1 DC, Director de Vuelo -1 AC, Luz de aterrizaje derecho exterior, luz de techo, cantidad de agua, calefactor de agua del lavatorio delantero, calefactor de agua del lavatorio trasero, Motor de desagüe trasero. Se tomó nota sobre las lecturas de cabina de pilotos después que la cabina fue abierta cortándola y los restos de la tripulación fueron removidos. Algunas de las lecturas fueron anotadas después que el panel superior/sobrecabeza ("overhead") delantero y el panel de disyuntores fueron removidos del avión. Una bandeja de comida

de tripulación fue encontrada en la cabina. El examen de la cabina de pilotos encontró el altímetro eléctrico en 8,200 pies y los relojes parados a las 21:00:09. La palanca del freno de velocidad ("speed brake") fue encontrada en la posición de guardada.

1.12.4 Fuselaje Trasero

El tornillo de bola y la caja del engranaje del compensador del estabilizador fueron encontrados con la tuerca de bola 4.5 pulgadas del tope superior. Esto es equivalente a 1.5 grados del estabilizador de borde de ataque hacia abajo o 4.5 unidades de compensación.

La sección central del estabilizador con el control del elevador entero fue encontrada intacta y en buena condición. Faltaba pedazo del estabilizador justo hacia afuera del mecanismo de bloqueo de aleta compensadora ("tab lock out") en cada lado. Ambas Unidades de control de Potencia/energía) P.C.U. ("Power control Units") de los elevadores estaban en buenas condiciones al igual que la unidad de centraje. El actuador del compensador de Mach fue medido en 7.25 pulgadas (posición extendida) y el mecanismo empujador de cabrilla estaba en neutral. La línea del centro del perno de salida del actuador del compensador de Mach fue medida en 4.25 pulgadas detrás del mamparo. Ambas PCU's podían ser accionadas hacia atrás. Los pernos de sobrecarga del tubo de torsión superior estaban intactos. No se encontró daños por fuego ni humo. El estabilizador derecho estaba roto como si hubiera sido separado en dirección hacia abajo. El estabilizador izquierdo estaba roto en dirección hacia atrás.

1.12.5 Motores:

Ambos motores habían sido liberados del ala previo al impacto y fueron localizados en el área de los restos. La información de la grabadora de vuelo indicaba que ambos motores estaban funcionado a marcha lenta de vuelo ("flight idle") previo a la pérdida de información. No había evidencia de fuego en ninguno de los motores ni en las cubiertas de los motores.
El motor No.1 fue localizado enterrado horizontalmente yaciendo en su lado derecho con la caja de entrada mirando hacia el oeste. Aproximadamente 15% de la caja de entrada y 65% de la caja de escape estaban expuestas. El lado izquierdo del motor, caja de engranajes y componentes yacían expuestos y el tanque de aceite separado por rotura del montante de la caja de engranajes frontal. Muestras de aceite y combustible fueron tomadas y suministradas a

la DAC para análisis. Las pruebas se encontraron normales. No había evidencia de penetración de la caja del motor o de falla pre-impacto de ninguno de los componentes visibles. El mecanismo de empuje de reversa fue encontrado en la posición de guardado. Aproximadamente 15 pulgadas del lado delantero izquierdo del montante delantero del motor estaba visible y unido a la caja intermedia. El perno trasero del cono en la caja de escape se había separado por rotura en el punto de cizalladura en tensión.

Una inspección del interior expuesto de la caja de entrada mostraba todas los alabes del abanico ("fan del motor") intactas y no dobladas. Daños por objetos foráneos fueron notados en el borde de ataque de varios alabes más que nada entre la brida ("shroud") a mitad de la envergadura y la punta. La peor condición fue una mella o muesca de alrededor de 0.50 pulgadas de largo y 0.250 pulgada de profundidad. No se notó evidencia de frotamiento ("rubbing") en al brida exterior. No había evidencia de liberación de alabes en las cajas exteriores de compresor. Una inspección del interior de la caja de escape encontró los alabes de turbina de 4ta etapa en buenas condiciones sin evidencia de daños ni frotamiento fuerte.

El motor No.2 fue localizado alrededor de 50 yardas al sur del motor No.1. El motor No.2 estaba completamente enterrado con aproximadamente 60% de la caja de escape trasera expuesta. El ángulo de entrada al terreno era de aproximadamente 20° de la vertical con la caja de engranajes arriba y la entrada mirando hacia el oeste.

La caja de los engranajes fue empujada hacia atrás hasta la caja de escape separando por rotura el alojamiento ("housing") y exponiendo los engranajes. Fue posible obtener muestras de aceite y combustible del motor. Las pruebas se encontraron normales. Los alabes de turbina de 4ta. etapa expuestas fueron encontradas en buena condición sin ninguna evidencia de liberación de alabes de turbina. La reversa de empuje del motor estaba en la posición guardada.

1.12.5 <u>Fuselaje</u>:

El fuselaje estaba roto en muchos pedazos y esparcidos sobre la ladera del cerro al sur de la quebrada Este. La sección 43 del fuselaje, estructura inferior, con la puerta de carga unida fue encontrada cerca de un poco de estructura izquierda de forro ("skin") del avión incluyendo la luz de barrido del ala izquierda. Ninguna de esta piezas mostraba señas de fuego o corrosión. El

panel de fuselaje sobre el ala del lado derecho desde la BS 616 a las 695 y riostra 7 a riostra 16, fue encontrado con residuo de humo en ambas superficies interior y exterior.

La mayoría de la partes de la sección 46 del fuselaje fueron encontradas. No se notó señas de residuo de humo o de corrosión. La puerta trasera de carga fue encontrada unida al marco. La estructura trasera de barriga (sección 46) no mostró señas de corrosión. La parte trasera de la sección 46 desde la BS 907 a las BS 1016, incluyendo el mamparo de presión y los dos marcos traseros, fue encontrada en una pieza apuntando en dirección al Este. Yacía sobre su lado derecho. La puerta de entrada L2 estaba unida, pero faltaba la puerta de servicio R2.

La cocina delantera No.2 fue encontrada intacta excepto que la pared interior estaba quebrada al nivel del mostrador y faltaba. La pared hacia afuera del área para guardar el carrito estaba quebrada pero todavía unida. No había evidencia de residuo de humo o daño por fuego.

La mayoría de la estructura fue localizada. Un examen de los restos no encontró evidencia que indicara que algún tipo de explosivo o dispositivo incendiario estaba abordo del avión. Todas las superficies fracturada exhibían fallas por sobrecarga y no hay evidencia de corrosión en las juntas de traslape ("lap joints") del fuselaje. Varias partes que contienen evidencias de fuego, residuo de humo y marcas de transferencias de pintura/caucho fueron enviadas a los Estados Unidos para su examen. Las partes incluían dos ventanas de pasajero, una sección de tubo de ventilación de fibra de vidrio, miembro estructurales no identificados y una bolsa de mano de pasajero.

1.13 Información Médica Patológica:

A. Tripulación:

Los hallazgos post morten en el piloto y copiloto evidencian que no existió incapacitación súbita de la tripulación.
No existió infarto agudo ni lesión cardíaca de índole aguda en los pilotos.

Las lesiones en mano del piloto y copiloto aparentan heridas secundarias a presión sobre los mandos de la aeronave durante la emergencia.
Los exámenes toxicológicos completos efectuados por el grupo asesor de patólogos del Instituto de Patología de las Fuerzas

Armadas de los Estados Unidos de Norte América, al piloto y copiloto fueron negativos por alcohol y drogas.

No hubo evidencia de inhalación de humo en la tráquea practicada a los pilotos.

El análisis toxicológico en los tejidos para el monóxido de carbono fue negativo en el piloto y copiloto.

B. Pasajeros:

No hubo evidencia de inhalación de humo en tráquea practicada a 13 casos representativos. El análisis toxicológicos en los tejidos para el monóxido de carbono fue negativo en cinco casos elegidos al azar.

No se constató evidencia de quemadura externa en los cadáveres, aunque hay que tener en cuenta que la totalidad de los cuerpos estaban en estado de descomposición, moderada a avanzada.

La causa de la muerte de los cuarenta y siete ocupantes de la aeronave fue determinada por politraumatismo y exposición a altas velocidades al ser expulsados de la cabina.

1.14 Incendio:

No se encontró evidencia de fuego antes del accidente. En inspección de la "out flow" valve no se observó la presencia de hollín.

El fuego observado por los testigos en el área del accidente fue el incendio que se produjo al desintegrarse los tanques de combustible estando la aeronave próxima a chocar con el terreno.

1.15 Supervivencia:

Las posibilidades de sobrevivencia fueron nulas en este accidente.

1.16 Ensayos e Investigaciones:

La examinación de los restos de la aeronave fueron conducidas en el sitio del accidente; y se llevaron a cabo pruebas adicionales a los componentes de la aeronave, en Boeing, Seattle, Washington, Honeywell en Phoenix, Arizona, Parker Bertea en Irvine, California, y Collins en Cedar Rapids, Iowa.

Los siguientes componentes fueron examinados y probados:

1. Indicadores de brújula
2. Indicadores de actitud de Dirección
3. Indicadores de Situación Horizontal
4. Giros Direccionales
5. Indicador de Horizonte de Emergencia (Standby)
6. Panel de control de piloto automático
7. Panel de transferencia de Equipo de Navegación (P5-24)
8. Amplificadores de Instrumentos
9. Paneles Anunciadores del Comparador de Instrumentos
10. Giros Verticales y su alambrado
11. Relevos (relays) del Ledex
12. Canal de control de tonel del piloto automático
13. Relevos (relays) de transferencia del giro vertical
14. mach trim coupler
15. yaw damper coupler
16. Unidad de control de potencia del timón principal
17. Controlador de presión de cabina
18. Altímetro de Cabina
19. Unidad de control de potencia de Emergencia (standby) del timón de dirección
20. Actuador del (mach trim)

Se diseñaron pruebas específicas para los instrumentos de vuelo para examinar los efectos de las señales intermitentes (discontinuando el voltaje de excitación del sincronizador del indicador de actitud de dirección). Se utilizaron tanto la microscopía óptica como la de escudriñamiento (scanning) de electrones para examinar el cableado del sincronizador del tonel del giro vertical. Los ítems de interés especial se incluyen como adjuntos, como sigue:

Apéndice E: Notas de Honeywell Commercial Flight Systems Group sobre las examinaciones del giroscopio, con fecha del 28 de septiembre de 1992.

Apéndice F: Notas del Boeing Commercial Airplane Group sobre la reexaminación del sincronizador de tonel del giroscopio vertical, con fecha del 22 de septiembre de 1994.

Apéndice G: Informe del Piloto de COPA sobre Indicaciones Erróneas, fechado el 14 de Enero de 1994.
Apéndice H: Esquema de Referencia de Actitud para B-737, 34-22-00, 2 páginas.

Apéndice I: Informe de Ingeniería Analítica, Investigación del régimen de Tonel VG1 del Sincronizador de Rotor del COPA B-737.

Los resultados de todas las pruebas de componentes llevaron al descubrimiento de una anomalía que pudo ser el factor causante del accidente. El Adjunto D contiene detalles de una discrepancia de fabricación en el cableado del

sincronizador de rotor de giroscopio vertical de tonel que resultó en un corto circuito.

Se llevó a cabo una revisión del historial de mantenimiento de la aeronave en COPA y con el operador previo en un intento por identificar cualquier actividad de mantenimiento que pudiera haber sido el factor causal del accidente. No hubo indicación en los registros de que la aeronave accidentada hubiera experimentado anomalía significativa alguna con ninguno de los sistemas, haciendo especial énfasis en el sistema referencia de actitud de los instrumentos de vuelo, que no hubiera sido corregida antes del vuelo del accidente.

Nótese que aunque los datos del FDR no indicaron ninguna entrada al control de vuelo no comandada en ningún eje (axis), tanto la unidad principal de control de potencia del timón de Dirección como la unidad de Emergencia (standby) de control de potencia del timón de dirección fueron examinadas en el laboratorio completamente. No se notaron discrepancias algunas.

1.17 Información del Explotador

El explotador había adquirido una flota de aeronaves B737-200 que fueron entregados originalmente a una variedad de aerolíneas, incluyendo a Britania Airways, Aerolíneas Alemanas Lufthansa, Air New Zeland, Gulf Air, Malaysian Airlines y Thai Airways. Los números de fuselajes y las fechas de manufactura van del Nº. 223/1969 al Nº. 1010/1984. La configuración de instrumentos de vuelo varía según las especificaciones individuales de las 7 aerolíneas compradoras originales y la modernización de los sistemas de instrumentos de vuelo durante los 15 años de producción. El explotador posee 5 diferentes configuraciones de despliegue de instrumentos en su flota de aviones. (Ver Apéndice C).

1.18 Información Adicional:

OPERACIÓN DEL SISTEMA DE REFERENCIA DE ACTITUD

Los dos ADI (uno cáda uno, Capitán y Copiloto) son independientemente suministrados de información de cabeceo y tonel por dos giroscopios verticales independientes (VGs). En el modo normal de operación, el VG-1 provee información al ADI del capitán. El VG-2 provee información al ADI del copiloto. La diferencia entre la información del capitán y la del copiloto son percibidas en un comparador de instrumentos. Si los dos sistemas de instrumentos están en desacuerdo, luces de advertencia son desplegadas arriba de ambos indicadores de actitud.

Si existe un desacuerdo entre los dos indicadores, la tripulación entonces puede cambiar la operación de ambos ADIs a cualquiera de los dos giroscopios verticales. Una vez esto se ha llevado a cabo, ambos ADI debieran indicar lo mismo y el anunciador de advertencia del comparador debiera extinguirse (porque no se está haciendo ninguna comparación). Durante el examen de los restos, este interruptor de transferencia se encontró engranado en el momento del impacto. El examen del Panel de Transferencia del Equipo de Navegación P5-24, indicó que ambos ADI estaban desplegando información del VG-1 porque el interruptor de transferencia estaba seleccionado en ambos en VG-1("both on VG-1"). También otro interruptor indicaba que la selección de brújula estaba seleccionada en ambos en brújula-1("both on comp-1"), lo que indicaba que ambos HSIs estaban siendo accionados por el Giroscopio Direccional (DG-1).

Exámenes adicionales de los relevos de transferencia asociados con estas posiciones de interruptores confirmaron que los interruptores estaban seleccionados en estas posiciones en el momento del impacto y que no fueron movidos por el impacto o por la recuperación posterior al accidente.

El examen del VG-1 indicó que el giroscopio estaba dando vueltas en el impacto. Marcas adentro del Giroscopio indicaban que éste se detuvo abruptamente en el impacto. Ingenieros de la Honeywell indicaron que los engranajes del rotor del giroscopio habían sido lubricados con una grasa incorrecta. No hubo ninguna indicación que la grasa incorrecta afectó a la operación del giroscopio.

Un examen del sincronizador de rotor de tonel del VG-1 llevado a cabo en junio de 1994 encontró un cable enrollado del embobinado del sincronizador, pinchado contra el centro de hierro, a la altura del polo número 5. Durante la revisión inicial, éste presentaba una anomalía que se podía leer como un corto eléctrico de 9 a 10 ohmios del lead al centro. El corto desapareció al ser removido el cable del centro.
El examen del VG-2 también indicó que el giroscopio estaba dando vueltas en el impacto. No habían indicaciones de falla de giroscopio antes del impacto.

El indicador de actitud de emergencia (stand by) fue recuperado. Aunque dañado por fuerzas de impacto, las pruebas indicaron que el instrumento probablemente estaba operable en el momento del impacto.

OTRAS NOTAS SOBRE REVISIONES DE REGISTROS DE MANTENIMIENTO.

La Oficina de Investigación de Accidentes Aéreos de la CAA Autoridad de Aviación Civil Inglesa, revisó los reportes de defectos hechos por pilotos desde 1980 hasta 1992. Se condujo una revisión específica de entradas bajo los encabezamientos de: Daños Estructurales y corrosión, HSI, puertas y compuertas, piloto automático y Giros Verticales. No se notaron defectos significativos bajo esos encabezamientos aparte de una historia de defectos de piloto automático. De 134 problemas reportados por pilotos.

Dieciséis de esos defectos habían descritos como "severos" o en términos similares. La mayoría de estas entradas (anotaciones) ocurrieron antes de 1985. Otros 82 reportes de desviaciones de cabeceo (14 descritas como severas). Los registros indican que se cambiaron 22 canales de cabeceo y 14 canales de tonel.

También fue confirmado por los registros de Britannia que ni el DFDR ni el CVR habían sido modificados para tener su energía suministrada por medios alternos.

Los registros también indicaron una reparación estructural el 8 de enero de 1987 al forro inferior del fuselaje posterior en la Estación 933 hasta la 979, BLO. La reparación fue llevada a cabo de acuerdo a la dirección y aprobación de Boeing.

El 13 de abril de 1992, Britannia le reportó a Boeing que había encontrado corrosión entre las cabezas de los sujetadores en la cara vertical exterior de la cuerda inferior de la viga de quilla LBL 6.5. La corrosión era común en la hilera inferior de sujetadores como sigue: estación 557 a 570-0.004 pulgada a 0.006 pulgadas de profundidad y máximo 0.012 pulgada de profundidad en la Est. 563. La corrosión fue reparada de acuerdo a la aprobación de Boeing.

2. ANALISIS:

La casi total desintegración de la aeronave, la falta completa de la grabadora de voz de cabina (CVR) y tener un error en el parámetro del tonel (roll) de la grabadora Digital de datos de vuelo (DFDR), ha impedido que se establezca una causa probable que sea verdaderamente confirmada por los hechos que se conocen del accidente.

Sin embargo, varios escenarios han sido considerados:

- Terrorismo
- Despresurización súbita
- Mal tiempo
- Mal Funcionamiento del ADI (indicador de actitud direccional)

2.1 General

La Aeronave fue certificada de acuerdo con las regulaciones aplicables del estado de registro/operador, la República de Panamá, y el estado del dueño (arrendador), el Reino Unido. Se le dio mantenimiento de acuerdo con las regulaciones aplicables, durante la investigación se encontró que la

aeronave fue operada por nueve días anteriores al accidente con un CVR inoperativo(grabadora de voz de cabina). La falta de evidencia de audio de la cabina fue un obstáculo de gran importancia para la sustentación de muchos hechos concernientes a la investigación.

La Tripulación de vuelo fue entrenada y calificada de acuerdo a las regulaciones aplicables y las normas y requerimientos de la compañía. La masa y centro de gravedad de la aeronave se encontraba dentro de las limitaciones prescritas y no fueron un factor en el accidente.

El examen de los restos en el lugar del siniestro y los estudios realizados con la información del (DFDR) establecen que la aeronave empezó a perder su integridad estructural cuando venía descendiendo entre 10,000 y 8,000 pies debido a las sobre cargas aerodinámicas excesivas a que fue sometida en el descenso.

A pesar de la destrucción casi total y de los daños de impacto con el suelo y la dificultad en encontrar toda la estructura de la aeronave, no se encontraron evidencias de separación en vuelo de componentes del fuselaje. Todas las superficies fracturadas, exhibían fallas por sobrecargas, no había indicio de corrosión en la juntas de traslape del fuselaje.

En la inspección a la aeronave, su estructura, los sistemas de superficie de control, motores, sistema de comunicaciones y navegación, no se encontró evidencia de mal funcionamiento o anomalías previas al accidente que pudieran haber contribuido al accidente.

La aeronave era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado, recomendaciones del fabricante y regulaciones aeronáuticas vigentes. El peso y balance de la aeronave se encontraba por debajo y dentro de los límites máximos permitidos para la aeronave.

2.2 El escenario de terrorismo.

Con la ayuda de expertos de explosivos en accidentes aéreos de la Agencia Federal de Aviación de los E.U.A. (FAA) se recorrió todo el lugar del siniestro y se enviaron al laboratorio del FBI en Washington D.C. U.S.A. una serie de componentes y artículos del avión y los pasajeros para su análisis, los cuales no mostraron ningún indicio de huellas de sustancias químicas o compuestos de explosivos.
No se encontraron evidencias de fuego en la cabina de mando ni en las dos cocinas; en las válvulas de "out flow" no se encontró residuos de hollín, por lo que demuestra que el sistema del aire acondicionador no se contaminó de humo.

Los exámenes toxicológicos a tripulantes y pasajeros no mostraron evidencias de inhalación de humo, ni huellas de monóxido de carbono en los tejidos. El fuego observado por los testigos en el área del accidente, fue el incendio que se produjo al desintegrarse los tanques de combustible, estando la aeronave próxima a impactarse con el terreno.

2.3 El escenario de despresurización súbita.

Un descenso tan rápido como realizó la aeronave, nos llevó a pensar que la tripulación había realizado un descenso de emergencia debido a una descompresión de cabina súbita. Sin embargo, analizados los parámetros de la DFDR , la potencia de los motores no fue encontrada como lo establece la lista de verificaciones (Check List) de la emergencia de despresurización. Esto fue corroborado por el examen de laboratorio de los componentes principales del sistema de presurización que no mostraron indicio de mal funcionamiento del sistema.
Se analizó la lectura encontrada en el altímetro de cabina y se llego a la conclusión que éste se había quedado trabado marcando la altura de 25,000 pies. No hubo relación entre ésta indicación y el accidente.
Se recorrió la trayectoria de vuelo para dar con indicio de partes de la aeronave o carga que demostrará que hubo desprendimiento de componentes o partes del fuselaje presurizado, no se encontró evidencia de esta anormalidad.

2.4 El escenario de mal tiempo.

A las 16:49 HL el despachador de la compañía (COPA) se presentó a retirar la carpeta de pronóstico correspondiente al vuelo CMP-201.

En este documento se le incluyó el pronóstico del aeródromo de salida Tocumen y de destino Cali, carta de tiempo significativo en ruta (SIGWX) y cartas de vientos y temperaturas pronosticadas para el nivel de vuelo 300.

Los pronósticos de área válidos para la hora de salida del vuelo CMP-201 hacen notar la actividad de la Zona de Convergencia Intertropical (ZCIT) sobre todo del país con un tiempo significativo con cumulunimbus aislados con bases a 2,000 pies y cimas de 44,000 pies tormentas eléctricas fuertes acompañadas de turbulencia severa y engelamiento.

La actividad de tormenta más severa bordeaba la costa pacífica en el área del golfo de Panamá. Expandiéndose hacia el noroeste. Esta zona de tormenta estaba asociada a una baja presión de alrededor de 1,008 mbs, al despegar el vuelo CMP-201, el Centro de Control le informó del mal

tiempo y que si necesitaba desviación estaba autorizada, también le notificó que otras aeronaves se estaban desviando al norte.

El vuelo CMP-201 solicitó desviación a la izquierda 90° lo cual fue aprobado. Posteriormente, la tripulación solicitó desviación a la derecha, la cual fue autorizada a discreción.

Con la ayuda del Centro Mundial de archivos meteorológicos en la Universidad de Michigan, se consiguió la foto satélite del mal tiempo reinante en el área del golfo de Panamá y con los parámetros de la DFDR se proyectó la trayectoria de vuelo CMP 201 con respecto a la tormenta. Del área (ver anexo J). Esto también fue comprobado con el parámetro de aceleración vertical del DFDR, el cual muestra un recorrido de atmósfera en calma. Es más, testigos en el área del accidente dijeron que no existían problemas climatológicos significativos en el lugar. Sin embargo, las condiciones climatológicas al nivel de crucero pueden haber impedido un horizonte natural visible.

2.5 El Escenario de mal funcionamiento del ADI

2.5.1 Sistemas de Indicación de Actitud de Dirección:

Existen, como mínimo, tres sistemas de indicación de actitud separados e independientes en las aeronaves comerciales de Transporte Aéreo. Consisten en dos sistemas primarios de giroscopios verticales (vertical giros (VG), uno para el Capitán y otro para el Primer Oficial, respectivamente, localizados en sus respectivos Indicadores de Actitud de Dirección (ADI), y uno de emergencia (stand-by), más un indicador de actitud de emergencia (standby), más pequeño, localizado en un área común del panel de instrumentos entre los dos miembros de la tripulación de vuelo. Algunos explotadores en operación y sus Estados reguladores de Certificación requieren una fuente adicional de actitud, en forma de un VG auxiliar, que puede ser conectado a uno o ambos ADI.

Si la tripulación de vuelo sospecha que existe un error en el sistema de indicación del piloto, los procedimientos de operaciones indican a la tripulación que debe comparar las indicaciones entre los tres sistemas, para confirmar que existe un error, e identificar la fuente VG asociada con dicho error, para entonces cambiar a una fuente VG que pueda suplir información de actitud confiable a ambos ADI por el remanente del vuelo.

En el entrenamiento con simulador, la tripulación de vuelo fue expuesta a una aeronave con una configuración de indicación de actitud con un VG auxiliar. Por tanto, el entrenamiento de la tripulación para un error en la actitud incluía la selección del VG auxiliar como parte del procedimiento.

La aeronave accidentada también estaba equipada con un sistema comparador para percibir las diferencias en indicación de actitud. Una luz de precaución se iluminaría para demostrar indicaciones diferentes.

La aeronave accidentada no tenía un VG auxiliar, sino que tenía sistemas independientes para el Piloto y el Primer Oficial, en adición al Indicador de emergencia (stand-by). Para esta configuración de aeronave, el procedimiento de operaciones requería que la tripulación identificara la fuente del error en indicación comparando visualmente el indicador de emergencia(stad-by) con los indicadores principales, para luego seleccionar la fuente primaria apropiada (correcta), ya fuera la del Capitán o la del Primer Oficial, por medio de mover el interruptor de transferencia del vertical giro a ambos en VG-1 o a ambos en VG-2.

En el sitio del accidente, se encontró el interruptor de transferencia del giro vertical en la posición de ambos en VG-1. Pruebas de laboratorio indicaron que el relevo (relay) de transferencia de actitud estaba en la posición de "transferencia" ("transfer") o ambos en VG-1. El DFDR grabó los parámetros desplegados por el ADI del Capitán. Los datos de DFDR indicaron que la indicación de actitud de dirección proveniente del VG-1 contenía errores intermitentes.

Poco después de restablecer su curso hacia Cali, Colombia, la aeronave estaba volando nivelada a 25,000 pies. El piloto automático probablemente estaba acoplado. Se seleccionó un rumbo de 160°grados en el piloto automático y el mismo hizo girar la aeronave sobre su eje longitudinal hacia la derecha, con una inclinación de 23°grados el comienzo del tonel hasta los 23° grados; de ángulo de inclinación lateral ("bank") tomó 7.5 segundos. El régimen de tonel habría sido de cerca de 3° grados por segundo. Después de alcanzar los 23° grados de inclinación lateral, el avión entonces toneleó de regreso a la dirección de alas niveladas al mismo régimen de tonel de entrada. El toneleo para salir de la inclinación lateral derecha de 23° se detuvo a una inclinación lateral de 4° grados de ala derecha abajo por aproximadamente 15 segundos. En ese momento, una de dos cosas pudo haber sucedido:

La primera habría sido un anuncio de una incompatibilidad de indicación en los comparadores de los Indicadores Direccionales de Actitud ADI. La tripulación en ese momento seleccionó la posición de ambos en el Giroscopio Vertical 1("both on VG-1"), en el panel de interruptores de transferencia de Navegación. A continuación de esta selección, las luces del comparador fueron apagadas por esta acción. El piloto que estaba volando entonces intentó corregir la actitud de giro de la aeronave aplicando alerón para nivelar las alas. Mientras aplicaba el alerón, la aeronave respondió hacia la dirección ordenada. Sin embargo, el "ADI" no respondió y continuó indicando un Tonel de 37 grados a la izquierda,

sobre el eje longitudinal. El tripulante entonces respondió aplicando alerón derecho para corregir el giro. La aeronave respondió siguiendo la orden de giro a la derecha. El giro de 37° de ala izquierda abajo se mantuvo por 30 segundos. En ese momento el ADI giró a 117° a la derecha sobre el eje longitudinal, coincidiendo con la actitud de giro de la aeronave. El control de la aeronave se perdió en ese momento mientras caía la nariz debajo del horizonte y la velocidad comenzó a aumentar, La aeronave continúo su picada hacia la tierra a un régimen de descenso de 49,000 pies por minuto y perdió su integridad estructural (se fragmentó) en el aire aproximadamente por debajo de 10,000 pies de altura sobre el nivel del mar y a una velocidad de más de 486 nudos.

Aunque la aeronave es capaz de producir el nivel de tasa de tonel grabado en el DFDR, la aceleración de tonel que la aeronave es capaz de producir es mucho menor que aquella grabada en el DFDR. En otras palabras, la agudeza del inicio del tonel no puede ser producida por los comandos introducidos por los controles de la aeronave. Además la perturbación del factor de carga "G" mostrado en las posiciones de alerón y Timón de Dirección máximas, no eran evidentes en los trazos del DFDR.

El segundo escenario difiere solamente en que, si esta tripulación u otra tripulación anterior hubiera seleccionado ambos en el Giroscopio Vertical 1("both on VG-1") previo a la discrepancia indicada anteriormente, el curso de los eventos solamente habría cambiado por la ausencia de advertencia del anunciador del comparador de tonel.
El examen de los restos de la aeronave y de los componentes de la misma brindó una sola indicación positiva de falla en algún sistema. La falla consistía en un cable pinchado en el embobinado del sincronizador de tonel VG-1, el cual al ser probado inicialmente mostraba una condición de corto. Un examen más exhaustivo indicó que el alambre había sido encapsulado en un material protector tipo epoxy al ser manufacturado. Esta condición pudo haber causado la falla intermitente de la señal de salida del sincronizador de tonel VG-1. Esto pudo haber brindado la interrupción de la misma hacia el ADI requerida para este análisis.

Hay evidencia apremiante que apoya éste escenario en la correlación de la información del DFDR (Digital Fligth Data Recorder) y la información de las pruebas de ADI en la fábrica Collins. Las pruebas y los exámenes posteriores al accidente de los VGs (Vertical Giro) y los ADIs (Indicadores Direccionales de Actitud) no indicaron fallas que hubieran proporcionado información de tonel como la grabada en el DFDR. Las pruebas si indicaron que una perdida de excitación por voltaje en el eje longitudinal al ADI explicaría las acciones del indicador.

La razón para la pérdida del voltaje de excitación de tonel hacia el ADI puede ser explicada por el corto del embobinado del sincronizador de

tonel VG-1. Otra posibilidad puede ser la pérdida intermitente de potencia como resultado de un corto de cable a cable o de contacto cable-tierra que no pudo ser detectada posterior al accidente.

No hay ningún registro de mantenimiento o bitácora de tripulación de vuelo de COPA o en Britannia que indique que alguna vez se identificó alguna falla que pudiera causar este problema. No se había llevado a cabo ninguna acción de mantenimiento en esta aeronave relativo a este problema. Se trataba de una situación que se dio por primera vez en esta aeronave.

La causa de la falla del Indicador Direccional de Actitud fue la falla de los datos de salida del sincronizado de tonel del Giro Vertical número 1. La ausencia de un horizonte natural externo para referencia contribuyó a la falta de control de tonel, y la tripulación de vuelo no utilizó los otros instrumentos de cabina operativos (indicador de actitud de emergencia "stand by") que indicaba que se había presentado a la tripulación una información de tonel errada.

Las fallas intermitentes en las indicaciones de los instrumentos ADI's, han podido ser descifrados, con referencia ("cross-check") con el indicador de actitud de emergencia ("stand by"). La información correcta de actitud ha podido ser indicada en el ADI del capitán y copiloto, si el interruptor del VG hubiera sido seleccionado a la posición de ambos en VG-2 (Both en VG-2).

3. CONCLUSIONES

A. La tripulación de vuelo se encontraba actualizada y calificada para las funciones que ejercían al momento del accidente.

B. Los tripulantes tenían sus certificados médicos aeronáuticos vigente a la fecha del accidente.

C. No se observó evidencia de incapacidad súbita en la tripulación de vuelo.

D. Las pruebas de laboratorio por evidencia de alcohol y drogas realizadas a la tripulación de vuelo fueron negativas.

E. La tripulación de vuelo había sido liberada de operaciones aéreas las veinte cuatro horas procedentes al accidente.

F. La tripulación de vuelo no reportó al Centro de Control, ni a otra aeronave que confrontaba problema alguno.

G. La aeronave perdió su integridad estructural antes de estrellarse contra el suelo debido al exceso de velocidad y tolerancias "G's"de sus limitaciones de vuelos.

H. No se detectó la presencia de productos explosivos o incendiarios abordo de la aeronave.

I. No se encontró evidencia de incendio previo a la fragmentación de la aeronave.

J. No hubo mal funcionamiento de los sistemas de ayuda a la navegación terrestre y de control de tránsito aéreo.

K. La Aeronave era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado, recomendaciones del fabricante y regulaciones aeronáuticas vigentes.

L. En la inspección de la aeronave, estructuras, sistemas de superficie de control, motores, sistemas de comunicación y navegación, no se detectó evidencia de mal funcionamiento o anomalías previas al accidente.

M. En la revisión de los documentos (historial) de la aeronave se observó que la misma no tenía discrepancias continuadas por mantenimiento que pudieron haber contribuido al accidente.

N. No se observó evidencia que el sistema eléctrico que alimenta los instrumentos de vuelo hubiera presentado fallas debido a que el DFDR continúo operando hasta que la aeronave empezó a perder su integridad estructural,

O. El peso y balance de la aeronave se encontraba dentro de los límites permitidos.

P. Existía una tormenta tropical lateral a la trayectoria del vuelo realizado por la aeronave. La aeronave no entró en el área de tormenta durante el vuelo. Testigos indicaron que en el sitio del accidente no había mal tiempo. Sin embargo durante el vuelo no había referencia natural.

Q. La información de actitud de tonel (ángulo de inclinación) y la información de dirección (heading information) del DFDR de la aeronave accidentada, el cual graba las señales de los instrumentos de vuelo del Capitán, confirmó la existencia de un error intermitente en la indicación de actitud, ya que los controles de vuelo de la aeronave no pueden llevar a cabo el alto régimen de cambio en las maniobras de tonel indicadas por el DFDR. Además siguiendo períodos de información incorrecta de actitud, la información del DFDR indicó que la tripulación trató de maniobrar la aeronave, a fin de corregir los errores de actitud que se indicaban.

R. Un corto circuito intermitente fue encontrado en el embobinado del sincronizador de tonel del Giro Vertical, el cual era causado por un alambre pinchado contra la armadura. La perdida de voltaje hacia el sincronizador de tonel causaría al respectivo Indicador Direccional de Actitud que se congelara o se trabara en posición.

S. El interruptor del giro vertical se encontró en la escena del accidente en la posición de ambos en VG-1, (both on VG-1). Se determinó que el interruptor del giro vertical fue movido de la posición NORMAL a la de ambos on VG-1 (both on VG-1) ya sea antes del despegue o durante el vuelo, más probablemente durante el vuelo, y que la tripulación de vuelo detectó un error intermitente de actitud en sus instrumentos de vuelo.

T. Posterior a la selección de both on VG-1, la comparación entre los instrumentos de vuelo del Capitán y los del Primer Oficial fue inválida (sin significado), ya que ambos indicadores de actitud direccional primaria estaban conectados a la misma fuente VG-1, y la información de actitud proveniente de VG-2 ya no estaba disponible.

U. El Primer Oficial pudo haber sido el piloto volando al momento de iniciarse la indicación de error de actitud, debido a que le Capitán fue encontrado en la aeronave accidentada sin indicios de tener el cinturón de seguridad puesto, y se encontró también una bandeja de comida en la cabina de vuelo.

V. Lo más probable es que el indicador de actitud de Emergencia (Stand-by) estaba disponible a la tripulación de vuelo durante la falla intermitente del sistema primario del Capitán, ya que el daño post-impacto presentado por el indicador de emergencia (Stand-by) indicaba que estaba operando al momento del impacto con el suelo.

W. El indicador de actitud de emergencia (stand-by) no fue utilizado exitosamente para identificar el error de actitud en los instrumentos primarios de vuelo y mantener el control del vuelo debido a que el procedimiento de entrenamiento y de simulador de la compañía era llevado a cabo en una configuración de cabina distinta a la de la aeronave accidentada, y este entrenamiento introdujo un elemento de confusión.

X. La estandarización de las cabinas de la flota es un factor en este accidente, debido a que la tripulación de vuelo repitió acciones anteriores aprendidas en el simulador para seleccionar una fuente alterna de guía que hubiera sido apropiada para algunas aeronaves de COPA con una fuente VG auxiliar, pero en la aeronave accidentada, el movimiento del interruptor de VG a la posición de ambos en VG-1 (both on VG-1) resultó en la pérdida de referencia procedente de VG-2, y en mayor confusión.

Y. La información de la grabadora de voz de cabina (CVR) no estuvo disponible durante la investigación ya que no se siguieron los procedimientos para

asegurar la operación del CVR antes de cada vuelo.

Z. La falta de información del CVR impidió la investigación debido a la falta de detalles con respecto a cuál piloto operaba los controles, qué conversaciones ocurrieron en la cabina con respecto al reconocimiento del error en la indicación de la actitud en los instrumentos de vuelo, las acciones correctivas discutidas e implementadas, el uso del piloto automático, los sonidos de advertencia que se escucharon, la actividad de la tripulación con relación a la recuperación de una actitud de vuelo no usual.

AA. El simulador para entrenamiento de tripulaciones utilizado por COPA era de uso limitado para entrenar tripulaciones en configuraciones de cabina que difieren de la del simulador, ya que las respuestas aprendidas y reforzadas pueden ser impropias o incorrectas para algunos modelos de aeronaves con una configuración de cabina o de sistemas distintos.

BB. Los errores intermitentes en las indicaciones de los instrumentos de vuelos han podido ser corregidos con las referencias del indicador de actitud de emergencia (stand-by). Información de actitud correcta ha podido ser obtenida en los instrumentos de actitud direccional (ADI) del Capitán y Copiloto, si el interruptor del Giro Vertical hubiera sido movido a la posición de ambos en VG-2 (both on VG-2).

3.1 CAUSAS

Las causas probables de éste accidente incluyen:

a) pérdida de control de la aeronave debido a que la tripulación de vuelo siguió información falsa proveniente de un indicador de actitud que operaba de manera intermitente.

b) la falta de horizonte visible al nivel de vuelo de crucero, debido a las condiciones nocturnas y al mal tiempo próximo.

c) verificación cruzada insuficiente entre los sistemas primarios de indicación de actitud y el indicador de actitud de emergencia (stand-by) para identificar el error de actitud intermitente, y para seleccionar una fuente confiable (correcta) de información de actitud.

d) configuraciones de cabina no estandarizadas entre las aeronaves de la flota de la compañía, lo cual requirió que la tripulación determinara la manera de colocar los interruptores en base a la aeronave que estaba siendo operada en el momento.

e) entrenamiento de tripulación en tierra y en simulador incompleto, ya que no presentaba "diferencias entre aeronaves" y "manejo de recursos de

tripulación" en detalle suficiente para brindarle a la tripulación conocimiento para superar los errores intermitentes en la indicación de actitud y para mantener el control de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Para: OACI, FAA (E.E.U.U.), y la Compañía Boeing.
Brindar información con respecto a este accidente a todas las autoridades de aeronáutica y los operadores. El beneficio será incrementar la conciencia (awareness) en cabina para llevar a cabo verificaciones cruzadas de instrumentos de vuelo más efectivas, y para que las aerolíneas se encaminen hacia la estandarización de despliegue de instrumentos y sistemas de las aeronaves.

Para: DGAC Panamá:
Durante las aprobaciones de los Certificados de Operación de Transporte Aéreo y de las Adiciones a la Flota, incluir una revisión de la flota de aeronaves para promover la estandarización de la flota en materia de despliegue de instrumentos y sistemas de aeronaves, y supervisar el entrenamiento de "diferencias" cuando sea necesario.

Para: El Explotador:
Incluir en el Manual de Operaciones de Tripulación de Vuelo Antes de la lista de Verificación de Inicio, una prueba diaria de la Grabadora de Voz de Cabina (Cockpit Voice Recorder), (CVR).

Incluir en los procedimientos de despacho de la aerolínea, un sistema que asigne un número de asiento a cada pasajero, pasajero gratis(non-revenue) y un registro de cada infante a bordo.

Establecer objetivos de estandarización de la flota para operaciones de transporte aéreo que incluyan los despliegues de instrumentos de cabina y sistemas de aeronaves y lograr tales objetivos a través de la revisión de las compras de aeronaves, arrendamientos, o modificaciones directas a las aeronaves. En los casos en que se deban operar instrumento y sistemas de aeronaves no iguales (non standards), se debe brindar entrenamiento en tierra y en simulador específicamente sobre las "diferencias", y los Manuales de Operaciones de Tripulaciones de Vuelo y las listas de verificación deberán ser editadas para cubrir todas las aeronaves de la flota.

Establecer entrenamiento inicial y recurrente de recursos de la tripulación ("CRM",) siguiendo las guías de la OACI y los ejemplos operacionales de las mayores aerolíneas del mundo.

ICAO Ref.: 0350/92.